

# АНАЛИЗ РАЗЛИЧНЫХ ФАКТОРОВ, ВЛИЯЮЩИХ НА ДЛИНУ ПРОБЕГА ПРИ ВЗЛЕТЕ СВЕРХЗВУКОВОГО ДЕЛОВОГО САМОЛЕТА

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования "Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет)" (МАИ)

Ша Мингун, аспирант кафедры 201

Алексей Борисович Агульник, заведующий кафедрой 201, д.т.н., с.н.с.

Алексей Александрович Яковлев, доцент кафедры 201, к.т.н.

Максим Викторович Шкурин, инженер НИО-101

У всех современных сверхзвуковых пассажирских самолетов двигатель с форсажной камерой сгорания работает при взлете на максимальном режиме. В данной статье рассматриваются различные факторы, влияющие на длину пробега на взлетном режиме для сверхзвукового делового самолета. Речь идет об энергетической механизации. Существующие технические решения можно рассмотреть с точки зрения уменьшения шума. Разработан метод, который позволяет найти оптимальное сочетание между потребной тягой и желаемыми уровнем шума и потребной тяги.

In all modern supersonic passenger aircraft engine with afterburner operates during takeoff at maximum mode. This article discusses the various factors affecting the length of the run on the take-off mode for supersonic business aircraft. We are talking about energy mechanization. Existing technical solutions can be considered in terms of noise reduction. A method has been developed that allows to find the optimal combination between the required thrust and the desired noise level and the required thrust.

**Ключевые слова:** прерванный взлёт, продолженный взлет, акустический шум, СДС, балансировочный расчет, двигатель без форсажной камеры сгорания, уровень шума.

**Keywords:** interrupted take-off, continued take-off, acoustic noise, VTS, balancing calculation, engine without afterburner, noise level.

## Введение

Для современных летательных аппаратов одним из важных факторов является длина ВПП. Как сказано в [1], длина ВПП для сверхзвукового гражданского самолета, которая является способностью эксплуатироваться на аэродромах с длиной ВПП не более 2000 м, сделал этот вид транспорта практически безальтернативным для делового мира.

### 1. Расчет длины разбега при взлете, дистанции прерванного и продолженного взлета для пассажирского самолета

Взлетный участок характеризуется взлетной дистанцией самолета, которая складывается из длины разбега и длины участка, на котором самолет, разгоняясь, набирает безопасную высоту. Он является одним из наиболее тяжелых участков траектории полета и, во многих случаях, накладывает серьезные ограничения на характеристики самолета. Получим приближенное уравнение, позволяющее рассчитать длину разбега в зависимости от тяговооруженности самолета и удельной нагрузки на крыло [2].

Для этого приравняем кинетическую энергию самолета в момент отрыва от земли к работе силы тяги на дистанции разбега:

$$(F_{c.y} P^F - F_{TP} - X) L_{разб} \approx G V_{отр}^2 / (2 g).$$

Введя новый параметр - приведенный коэффициент сопротивления

$$f = \frac{F_{TP} + X}{G}, \text{ где } F_{TP} = f_{TP} \left( G - \frac{\rho V_{отр}^2}{2} S_{TP} c_{у,разб} \right) \text{ и учитывая, что } \frac{V_{отр}^2}{2} = \frac{G/S}{\rho c_{у,отр}}$$

после преобразований, получим

$$L_{разб} = \frac{1}{\rho c_{у,отр} g} \frac{G/S}{P^F F_{c.y} - f}$$

Так как летно-техническими требованиями к самолету обычно предусматривается взлет в неблагоприятных атмосферных условиях, введем в последнюю формулу поправки на нестандартность атмосферы, а также на изменение тяги двигателя по мере увеличения скорости. Тогда, при условии, что на уровне земли  $\rho \approx 1/8$ , получим:

$$L_{разб} = \frac{8}{c_{у,отр} g \Delta_H / c_T} \frac{G/S}{P^F \frac{F_{c.y}}{G/S} kV_{ср} k_{TP} - f} \quad (1.1)$$

где,

$\Delta_H / c_T$  учитывает отклонение плотности от стандартного значения;

$kV_{ср} = \frac{\rho V_{ср}}{\rho V = 0}$  падение тяги по скорости движения самолета по отношению к тяге при  $V = 0$ ;

$k_{TP} = \frac{\rho_n / c_T}{\rho_{мсл}}$  изменение тяги при нестандартных температуре и давлении;

$f$  - значения приведенного коэффициента сопротивления для аэродромов с бетонным покрытием.

Обычно при расчетах принимают параметры, которые представлены в таблице 1:

Таблица 1

Номер	Наименование	Значение	Примечание
1	$\Delta_H / c_T$	0,91	ТРД, ТРДФ и ТРДДФ
2	$k_{TP}$	0,85...0,90	
3	$kV_{ср}$	0,97	
4	$kV_{ср}$	0,90...0,95	ТРДД
5	$f$	0,04 ... 0,05	

Из формулы (1.1) можно получить зависимость для определения относительного размера силовой установки, обеспечивающей при заданной длине разбега взлет самолета с фиксированным значением удельной нагрузки на крыло:

$$\frac{F_{c.y}}{S} = \frac{G/S}{P^F kV_{ср} k_{TP}} \left( \frac{8 G/S}{c_{у,отр} g \Delta_H / c_T L_{разб}} + f \right)$$

При проектировании самолета согласно "Нормам летной годности" [3] должны быть предусмотрены меры, обеспечивающие безаварийную эксплуатацию его в случае отказа на взлете одного из двигателей, установленных на самолете. При отказе двигателя на участке разбега самолета

по взлетно-посадочной полосе летчик должен принять решение о продолжении взлета с работающими двигателями либо затормозить. Первый случай называется продолженным взлетом, второй - прерванным.

Решение летчика о продолжении или прекращении взлета зависит от соотношения величин скорости самолета в момент отказа двигателя и критической скорости взлета. Критическая скорость взлета - это такая скорость самолета на участке разбега по ВПП, при которой в случае отказа одного из двигателей самолет способен как продолжить разбег и произвести взлет, достигнув на расстоянии, равном 2/3 свободной зоны от конца концевой полосы безопасности (КПБ) высоты  $H_{без} = 10,7$  м, так и прекратить взлет, остановившись после торможения в конце КПБ. На рисунке 1 представлена схема прерванного и продолженного взлета [4].

Величина критической скорости взлета может быть найдена формула следующим образом:

$$L_{\text{продолж}} = L_{\text{прерв}} + \frac{2}{3} L_{\text{св. зона}}$$

На аэродроме без свободной зоны величина  $L_{\text{св. зона}}$  принимается равной нулю.

Длина дистанций продолженного взлета и прерванного взлета по аналогии определим по следующим формулам:

$$L_{\text{продолж}} = L_{\text{разб } i} + L_{\text{пауз}} + L_{\text{разб } i-1} + L_{\text{торм } i-1}$$

$$= \frac{V_{\text{крит}}^2}{2gn_{xi}} + \frac{V_{\text{к.п}}^2 - V_{\text{крит}}^2}{2gn_{xi-1}} + \frac{V_{\text{отр}}^2 - V_{\text{к.п}}^2}{2gn_{xi-1}} + \frac{H_{\text{без}}}{n_{x \text{ отр } i-1}}$$

$$L_{\text{прерв}} = L_{\text{разб } i} + L_{\text{пауз}} + L_{\text{торм}}$$

$$= \frac{V_{\text{крит}}^2}{2gn_{xi}} + \frac{V_{\text{к.п}}^2 - V_{\text{крит}}^2}{2gn_{xi-1}} + \frac{V_{\text{к.п}}^2}{2gn_{x \text{ торм}}}, \text{ где}$$

$L_{\text{разб } i}$  и  $n_{xi}$  - длина разбега и средняя продольная перегрузка на участке разбега со всеми работающими двигателями;

$L_{\text{разб } i-1}$  и  $n_{xi-1}$  - длина разбега и средняя продольная перегрузка на участке разбега с одним отказавшим двигателем;

$L_{\text{торм}}$  и  $n_{x \text{ торм}}$  - длина пробега и средняя продольная перегрузка на участке торможения;

$L_{\text{пауз}}$  - длина участка разбега, проходимого самолетом за промежуток времени

$\Delta t_{\text{пауз}}$  (обычно 3 с), который необходим летчику для принятия решения о прекращении или продолжении взлета и включении тормозных устройств в случае прекращения взлета, т.е. длина участка паузы  $L_{\text{полёт } i-1}$  - длина участка, проходимого самолетом с отказавшим двигателем от момента отрыва до момента достижения безопасной высоты;

$V_{\text{к.п.}}$  - скорость самолета при разбеге в конце паузы;

$V_{\text{к.п.}}, n_{x \text{ отр } i-1}$  - скорость самолета и продольная перегрузка при отрыве самолета от земли с отказавшим двигателем.

Балансировочный расчет проведен при числе Маха

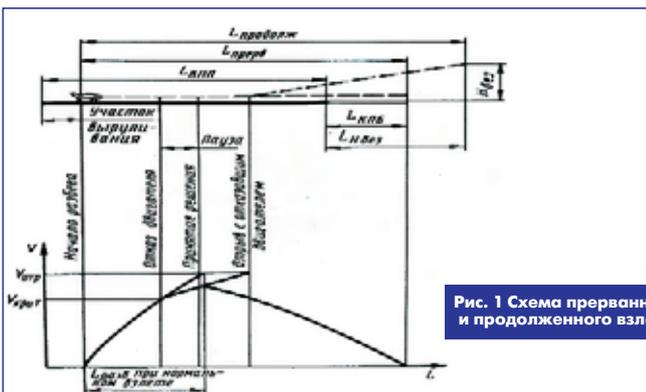


Рис. 1 Схема прерванного и продолженного взлета

$M = 0,184$ , отклонении угла закрылка  $\delta = -40^\circ$ , угле атаки  $\alpha = 10^\circ$ , модели турбулентности  $k-\omega\text{-sst}$ , давлении  $P_0 = 101325$  Па, давлении за щелевым соплом выдува  $P^* = 411412$  Па, температурой за щелевым соплом выдува  $T^* = 461$  К, температурой  $T_0 = 300$  К, расходом воздуха за щелевым соплом выдува  $G_{\text{в.отб}} = 406$  кг/с. Под соплом выдува мы подразумеваем щель для выдува воздуха для газодинамического управления вектором подъемной силы в районе крыла летательного аппарата. На рис. 2 показано расположение щелевого сопла выдува воздуха из двигателя.



Рис. 2 Расположение щелевого сопла выдува воздуха из двигателя

Результаты численного моделирования процесса натекания дозвукового потока на крыловой профиль с элементами аэродинамического управления вектором подъемной силы представлены в работах [5-6].

В нормах летной годности гражданских самолетов сформулирован ряд требований к самолету, обеспечивающих его безопасность.

Одно из этих требований: недопущение катастрофы при отказе одного из двигателей при взлете самолета. Самолет при этом должен либо продолжить взлет и уложиться в заданную длину ВПП, либо осуществить экстренное торможение и остановиться в пределах ВПП заданной длины. Зависимость  $M_{отр}$  и  $L_{ВПП}$  представлена на рис. 3.

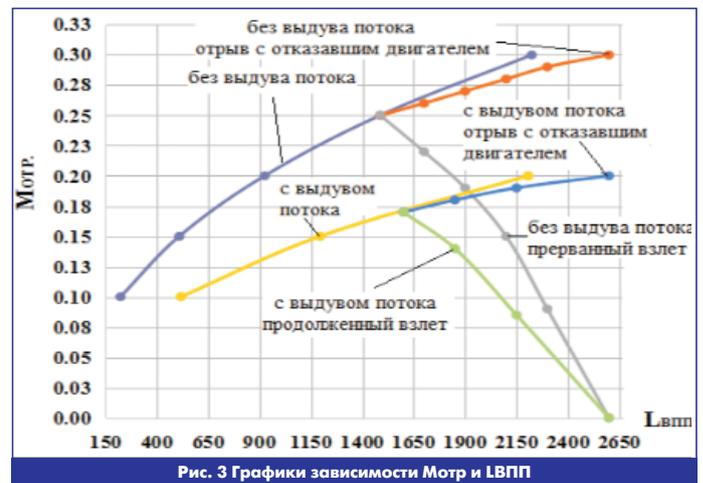


Рис. 3 Графики зависимости  $M_{отр}$  и  $L_{ВПП}$

## 2. Расчет потребного уровня тяги двигателя и уровня акустического шума на взлетном режиме

Многие из перечисленных здесь способов увеличения тяговооруженности не могут быть использованы или могут использоваться ограниченно на гражданских самолетах, силовые установки которых должны удовлетворять определенным требованиям, связанным с ограничением уровня шума, создаваемого при взлете (а также при посадке) самолета. Требования к уровню создаваемого шума для гражданских самолетов могут явиться основным фактором, определяющим размер и тип применяемых на самолете двигателей. Так, одним из действенных способов уменьшения уровня взлетного шума является использование при взлете пониженных режимов работы двигателей.

Удельная нагрузка на крыло  $P_0$  оказывает существенное влияние на уровень шума. Это обусловлено тем, что увеличение площади крыла при фиксированной взлетной массе само-

лета позволяет выполнить взлет при пониженных режимах работы двигателей.

В вариантах данного сверхзвукового пассажирского самолета был выбран тип двигателя АЛ-31Ф [7] без форсажной камеры для расчета по нижеследующим параметрам на двух режимах:

1. Максимальный режим двигателя АЛ-31Ф (без выдува потока от двигателя):

$$P_{\text{взл.б.ф}} = 7850 \text{ кг};$$

$$P_{\text{сумма}} = 7850 * 3 = 23550 \text{ кг (3двигателя)};$$

$$P_{\text{двн.}} = \frac{P_{\text{сумма}}}{M_{\text{взл.}}} = 0.7;$$

$$M_{\text{взл.}} = \frac{P_{\text{сумма}}}{P_{\text{двн.}}} = \frac{23550}{0.7} = 33643 \text{ кг};$$

2. Дросселированный режим двигателя АЛ-31Ф (с выдувом потока от двигателя):

$$G_{\text{в.отб.мах}} = 40.7 \text{ кг/с};$$

$$m = 0.571;$$

$$P_{\text{двн.}} = \frac{P_{\text{сумма}}}{M_{\text{взл.}}} = 0.35;$$

$$P_{\text{су.потр.}} = 33643 * 0.35 = 11775 \text{ кг};$$

В соответствии с вышеизложением была выбрана схема СДС с тремя двигателями, показанная на рис. 4:

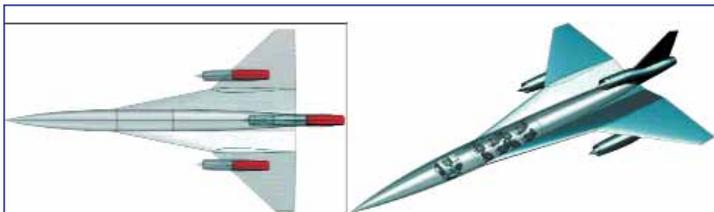


Рисунок 4. Схема расположения двигателей для данного СДС

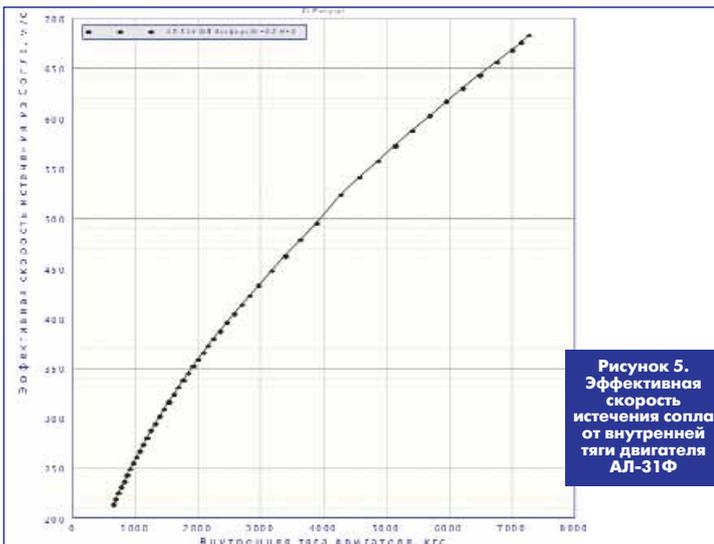


Рисунок 5. Эффективная скорость истечения сопла от внутренней тяги двигателя АЛ-31Ф

В результате расчета были получены графики зависимости коэффициента  $C_{y\text{асдув}}$  от расхода отбираемого воздуха  $G_{\text{в.отб.}}$  при отклонении угла закрылка  $\delta = -30^\circ$ , угле атаки  $\alpha = 10^\circ$ ,  $M = 0.184, \dots, 0.23, \dots, 0.3$ ,  $G_{\text{в.отб.1}} = 10 \text{ кг/с}$ ,  $G_{\text{в.отб.2}} = 20 \text{ кг/с}$ ,  $G_{\text{в.отб.3}} = 30 \text{ кг/с}$ ,  $G_{\text{в.отб.4}} = 40 \text{ кг/с}$ ,  $G_{\text{в.отб.5}} = 8 \text{ кг/с}$ ,  $G_{\text{в.отб.6}} = 6 \text{ кг/с}$ ,  $G_{\text{в.отб.7}} = 4 \text{ кг/с}$ .

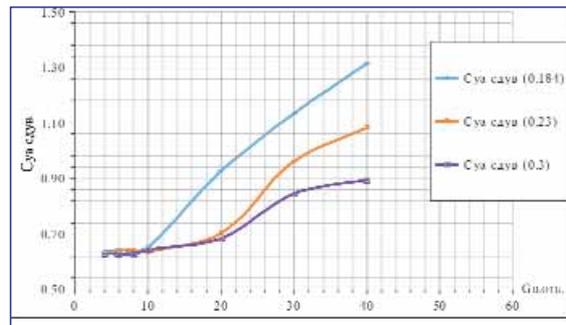


Рис. 6 Графики зависимости коэффициента подъемной силы  $C_{ya \text{ сдув}}$  от различных отбираемых расходов воздуха

Видно, что с ростом отбираемого расхода воздуха от двигателя коэффициент подъемной силы возрастает.

Для двигателя АЛ-31 график зависимости наружной тяги двигателя  $P_{\text{нар.}}$  от отбираемого расхода воздуха  $G_{\text{в.отб.}}$  представлен на рис. 7.

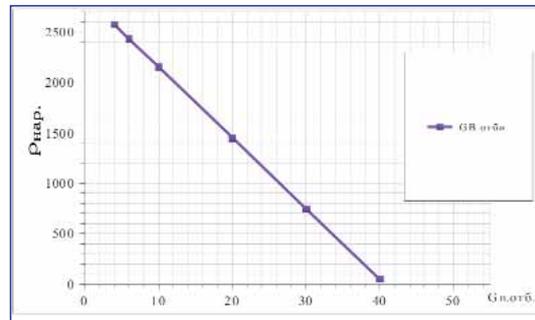


Рис. 7 Зависимость наружной тяги  $P_{\text{нар.}}$  от отбираемых расходов воздуха  $G_{\text{в.отб.}}$

Заметно, что при увеличении отбираемого расхода воздуха  $G_{\text{в.отб.}}$  наружная тяга  $P_{\text{нару.}}$  уменьшается.

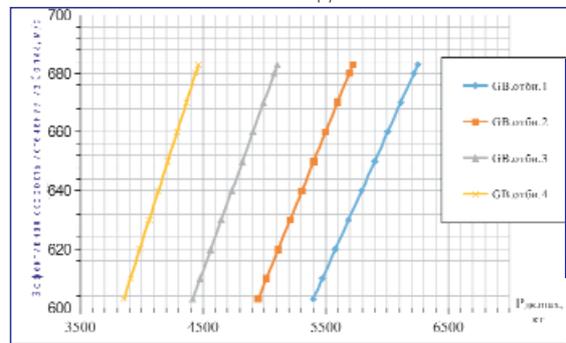


Рис. 8 Зависимости коэффициента эффективной скорости истечения сопла  $C_c$  от максимальной тяги двигателя  $P_{\text{нар.мах}}$  при различных отбираемых из двигателя потоках

Величина допустимого уровня шума в контрольных точках регламентируется соответствующими стандартами (ГОСТ 17228-78 и стандарт ИКАО) и зависит от взлетной массы самолета.

Для оценки величины уровня шума, создаваемого самолетом на взлете, в настоящее время наиболее широко используется показатель, называемый эффективным уровнем воспринимаемого шума EPNL [8].

На данный момент расчет акустической мощности шума  $W$  в соответствии с теорией Лайтхилла производится по газодинамическим и геометрическим параметрам струи в выходном сечении реактивного сопла. Однако разные авторы применяют различные формулы [9-12]:

$$W = \kappa_1 Q_0 v_c^8 F_c a_0^{-5} F_c;$$

$$W = \kappa_2 Q_c v_c^8 F_c a_0^{-5} F_c;$$

$$W = \kappa_3 Q_c Q_0^{-1} v_c^8 F_c a_0^{-5} F_c;$$

$$W = \kappa_4 Q_c Q_0^{-1} v_c^8 F_c a_0^{-5} \left[ \frac{T_0}{T^*} 0.6 + 0.4 \right]^2$$

Здесь:  $K_1, K_2, K_3, K_4$  - для различных струй двигателя.

С целью выбора формулы, расчет по которой давал бы наилучшее совпадение с результатами измерения шума ТРД, были проведены дополнительные экспериментальные исследования, а также произведен анализ экспериментальных данных, полученных другими авторами. В результате установлено, что наилучшее совпадение расчетных данных с экспериментальными для холодных и горячих струй наблюдается при вычислении  $W$  по формуле (5), т.е.

$$W = K Q_c v_c^8 F_c a_0^{-5} \text{ в м,}$$

где  $K$  - коэффициент пропорциональности, величина которого получена экспериментально;

$v_c, Q_c$  - скорость и плотность струи в выходном сечении сопла;

$F_c$  - площадь выходного сечения сопла;

$a_0$  - скорость звука в окружающей среде.

В результате был получен график эффективной скорости истечения сопла от внутренней тяги двигателя, представленный на рис. 8.

Проведен расчет уровня акустического шума по графику зависимости эффективной скорости истечения сопла от внутренней тяги двигателя  $P_{взл. макс} = 3925$  кгс. У двигателя АЛ-31Ф бесфорсажная максимальная внутренняя тяга равна 7300 кгс при взлете,  $P_{взл. макс} = 4996$  кгс (без выдува потока), соответственно эффективная скорость истечения сопла  $C_c = 683$  м/с. На дросселированном режиме двигателя (с выдувом потока) получается  $C_c = 603$  м/с. В итоге дросселированный двигатель приводит к уменьшению уровня акустического шума

$$\bar{W} = \frac{W_{эф.}}{W_{др.}} = \left( \frac{683}{603} \right)^8 = 2,7, \text{ где}$$

$\bar{W}$  - относительный уровень уменьшения акустической мощности шума;

$W_{эф.}$  - эффективная акустическая мощность шума;

$W_{др.}$  - дросселированная акустическая мощность шума.

Для получения  $P_{дв. потр}$  взяли все нижние параметры и подставили в два уравнения:

Таблица 2

Св.отбн.	Суа	Мотр	Сха
10	0.6504	0.265	0.170
20	0.926	0.222	0.278
30	1.1336	0.201	0.357
40	1.314	0.187	0.427

$K = 1.4$  - показатель адиабаты;

$P_0 = 101325$  Па;

$S_{кр} = 67 \text{ М}^2$  - площадь крыла;

$m_{взл} = 41000$  кг;

$p_0 = \frac{m_{взл} \cdot g}{S_{кр}} = \frac{41000 \cdot 9,81}{67} = 6000 \text{ Н/М}^2$  - удельная нагрузка;

$T_0 = 288$  К;

$L_{взл} = 1800$  м - длина взлетно - посадочной полосы;

$R = 287,9 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$  - газовая постоянная;

$P_{альтер.} = \frac{m_{взл} \cdot g \cdot \bar{P}_{у.}}{n_{об.}}$ ;

$K_{рев.} = 0,3$  - коэффициент реверса.

$f_{тр.} = 0,03$  - коэффициент трения при разбеге;

$f_{тр.} = 0,1$  - коэффициент трения при торможении.

Чтобы определить, при каком значении тяговооруженности это может быть обеспечено, необходимо решить систему двух уравнений с двумя неизвестными, которыми в этой системе уравнений являются  $M_{отк. крит}$  и  $\bar{P}_{св}$ .

Полученные результаты  $G_{в.отб.1}, G_{в.отб.2}, G_{в.отб.3}, G_{в.отб.4}$  по приведённым ниже зависимостям, представлены вслед за ними:

$$\left[ \begin{array}{l} \Gamma_{взл} = \frac{K \cdot R \cdot T_0}{2g} \left[ \frac{M_{отк.крит}^2}{M^2} \frac{dM^2}{M^2} + \frac{M_{отр}^2}{M^2} \frac{dM^2}{M^2} \right] \\ \Gamma_{взл} = \frac{K \cdot R \cdot T_0}{2g} \left[ \frac{M_{отк.крит}^2}{M^2} \frac{dM^2}{M^2} + \frac{M_{отр}^2}{M^2} \frac{dM^2}{M^2} \right] \end{array} \right]$$

$G_{в.отб.1} = 10 \text{ кг/с}, \bar{P}_{св1} = 0,428, M_{отк.крит.1} = 0,201, P_{дв.потр.1} = 5846 \text{ кг};$

$G_{в.отб.2} = 20 \text{ кг/с}, \bar{P}_{св2} = 0,355, M_{отк.крит.2} = 0,189, P_{дв.потр.2} = 4849 \text{ кг};$

$G_{в.отб.3} = 30 \text{ кг/с}, \bar{P}_{св3} = 0,326, M_{отк.крит.3} = 0,182, P_{дв.потр.3} = 4453 \text{ кг};$

$G_{в.отб.4} = 40 \text{ кг/с}, \bar{P}_{св4} = 0,311, M_{отк.крит.4} = 0,177, P_{дв.потр.4} = 4248 \text{ кг}.$

График зависимости коэффициента эффективной скорости истечения сопла  $C_c$  от потребной тяги двигателя  $P_{дв.потр.}$  представлен на рис. 9.

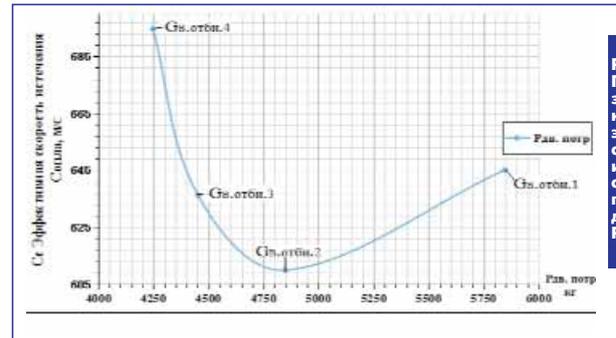


Рис. 9 График зависимости коэффициента эффективной скорости истечения сопла  $C_c$  от потребной тяги двигателя  $P_{дв. потр.}$

По полученному результату и графику, представленному на рис. 9, определим самую маленькую скорость истечения из сопла двигателя на взлетном режиме при  $G_{в.отб.2} = 20$  кг/с.

График зависимости относительного уровня уменьшения акустического шума  $\bar{W}$  от отбираемого воздуха от двигателя  $G_{в.отб. i}$  показан на рис. 10.

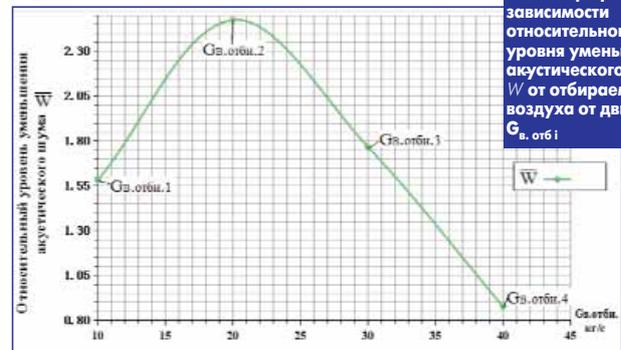


Рис. 10 График зависимости относительного уровня уменьшения акустического шума  $\bar{W}$  от отбираемого воздуха от двигателя  $G_{в. отб. i}$

На графике отложено влияние отбираемого воздуха от двигателя  $G_{в.отб.}$  от двигателя на относительный уровень уменьшения акустического шума  $\bar{W}$ . Видно, что для  $\bar{W}$  существует локальный максимум в  $G_{в.отб.2} = 20$  кг/с для данного типа двигателя.

**Выводы**

Полученные результаты показывают, что двигатель сверхзвукового административного самолета может работать на задросселированном режиме при взлете. При этом, благодаря энергетической механизации выдува воздуха, двигатель будет работать не только на создание тяги, но и на улучшение аэродинамики крыла. Видно, что в этом случае скорость истечения струи  $C_c$  из сопла двигателя уменьшается. Это позволяет существенно уменьшить мощность акустического шума двигателя, что подтверждается результатами расчетов, представленными выше.

Литература

1. <https://www.aviaport.ru/digest/2005/07/05/92637.html>
2. Югов О.К., Селиванов О.Д. Согласование характеристик самолета и двигателя. М.:Машиностроение; 1975. 204 с.; 2-е изд., 1980. 145 с.
3. Международные стандарты и Рекомендуемая практика. Приложение 8 к Конвенции о международной гражданской авиации. Летная годность воздушных судов. Издание одиннадцатое июль 2010 года.
4. Югов О.К., Селиванов О.Д. Согласование характеристик самолета и двигателя. М.:Машиностроение; 1975. 204 с.; 2-е изд., 1980. 146 с.
5. Ша М., Агульник А.Б., Яковлев А.А. Анализ результатов математического моделирования натекания дозвукового потока на профили лопаток в двухмерной постановке // Труды МАИ. 2017. Выпуск № 93.  
URL: [http://trudymai.ru/upload/iblock/111/shamingun\\_agulnik\\_yakovlev\\_rus.pdf](http://trudymai.ru/upload/iblock/111/shamingun_agulnik_yakovlev_rus.pdf)
6. Ша М., Агульник А.Б., Яковлев А.А. Влияние расчетной сетки при математическом моделировании натекания дозвукового потока на профиль перспективной лопатки с отклоняемой задней кромкой в трехмерной постановке // Вестник Московского авиационного института. 2017. Выпуск Т. 24 № 4.  
URL: <http://vestnikmai.ru/publications.php?ID=86421>

7. <https://ru.wikipedia.org/wiki/АЛ-31Ф>
8. Международные стандарты и Рекомендуемая практика. Приложение 16 к Конвенции о международной гражданской авиации. Охрана окружающей среды. Том 1 авиационный шум. Издание седьмое июль 2014 года. [http://www.aviadocs.net/icaodocs/Annexes/an16\\_v1\\_cons\\_ru.pdf](http://www.aviadocs.net/icaodocs/Annexes/an16_v1_cons_ru.pdf)
9. Флоров И.Ф. Методы оценки эффективности применения двигателей в авиации. Тр. ЦИАМ.1985. № 1099. 260 с.
10. Шейнии В.М., Козловский В.И. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов. М.:Машиностроение, 1984. 552 с.
11. Шульженко М.Н. Конструкция самолетов. М.:Машиностроение, 1971. 413. с.
12. Югов О.К., Селиванов О.Д. Согласование характеристик самолета и двигателя. М.:Машиностроение; 1975. 204 с.; 2-е изд., 1980. 200 с.

Связь с авторами: [zxn661029@163.com](mailto:zxn661029@163.com)  
[agulnik201@mail.ru](mailto:agulnik201@mail.ru)  
[tempero.m@gmail.com](mailto:tempero.m@gmail.com)  
[maksmai33@gmail.com](mailto:maksmai33@gmail.com)

ОЛИМПИАДА

# АВИАМОТОРОСТРОИТЕЛИ БУДУЩЕГО В МОСКВЕ



"Братство мотористов - самое сильное и крепкое из инженерных специальностей" - сказал в своей вступительной речи заведующий кафедры "Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей" Алексей Борисович Агульник на открытии третьего (заключительного) этапа Всероссийской студенческой олимпиады "Авиационные двигатели и энергетические установки".

На 51-ую олимпиаду, которую принимал в этом году, с 7 по 9 ноября в своих стенах Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), приехали более 50 студентов и преподавателей ведущих аэрокосмических ВУЗов страны: Самарского университета, УГАТУ, РГАТУ, КНИТУ-КАИ и ОГПУ. 37 лучших студентов старших курсов боролись за звание лучших в четырех тематических разделах: "Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок", "Теория и расчет лопаточных машин", "Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок" и "Технология производства авиационных двигателей и энергетических установок". В течение 4 часов студенты решали конкурсные задания, представляющие собой аналитические вопросы по каждому разделу. Вопросы традиционно были разыграны в день проведения олимпиады члена-

ми жюри, в состав которых вошли преподаватели ВУЗов-участников. По итогам олимпиады места в командном зачете распределились следующим образом:

- 1 место - Самарский университет;
- 2 место - УГАТУ;
- 3 место - РГАТУ;
- 4 место - МАИ (НИУ);
- 5 место - КНИТУ-КАИ;
- 6 место - ОГПУ.

Все призеры и победители командного и личного зачета были награждены дипломами и ценными призами, которые вручал почетный гость олимпиады, выпускник факультета двигателей Московского авиационного института, генеральный конструктор-директор "ОКБ им. А. Льюки" Евгений Ювенальевич Марчуков.

Помимо самой олимпиады, для участников была организована экскурсионная программа, в ходе которой ребята посетили лаборатории института, а также ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова".

Олимпиада 2019 года будет проходить в Рыбинске на базе РГАТУ.